RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE
A00C0260

COLLISION AVEC LE RELIEF

KEYSTONE AIR SERVICE LTD
PIPER PA-31-350 CHIEFTAIN C-GZFK
2 nm AU SUD DE L'AÉROPORT INTERNATIONAL DE
WINNIPEG (MANITOBA)
6 NOVEMBRE 2000

Rapport d'enquête sur un événement aéronautique

Collision avec le relief

Keystone Air Service Ltd
Piper PA-31-350 Chieftain C-GZFK
2 NM au sud de l'aéroport international de Winnipeg (Manitoba)
6 novembre 2000

Rapport numéro A00C0260

Sommaire

Le Piper PA-31-350 Chieftain de Keystone Air Service, portant le numéro de série 31-7752107 et ayant à son bord un pilote ainsi que sept passagers, effectuait un vol selon les règles de vol aux instruments entre Pukatawagan (Manitoba) et Winnipeg, une escale d'avitaillement étant prévue en cours de route à l'aéroport de Flin Flon. L'aéronef a décollé de Flin Flon avec un plein de carburant. À 17 h 41, heure normale du Centre, l'aéronef a fait une approche au moyen du système d'atterrissage aux instruments vers la piste 36 de l'aéroport international de Winnipeg quand il a disparu du radar et ne pouvait plus être rejoint par radio. L'alarme a été déclenchée à l'aéroport et les services d'intervention d'urgence ont lancé des recherches. Peu après, un passager de l'appareil a appelé le service de police au téléphone cellulaire en composant le 911, signalé l'écrasement et demandé de l'aide. Environ une heure plus tard, la police de la ville de Winnipeg a localisé l'appareil dans un boisé, à environ deux milles marins au sud de l'aéroport. Parmi les huit occupants, deux étaient gravement blessés et plusieurs l'étaient légèrement. L'appareil avait subi des dommages importants, mais aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact.

This report is also available in English.

Autres renseignements

Au moment de l'accident, les conditions météorologiques qui prévalaient à l'aéroport de Winnipeg étaient les suivantes : température de 2 degrés Celsius; vent de 22 noeuds du 010 degrés magnétique avec rafales à 30 noeuds; ciel couvert avec plafond à 500 pieds au-dessus du sol (agl); visibilité de 3 milles terrestres dans la pluie faible et le brouillard. Aucun givrage dans les nuages n'a été observé ni signalé par les aéronefs qui atterrissaient à Winnipeg.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel avec une qualification de vol aux instruments de catégorie 1 et totalisait quelque 1 500 heures de vol, dont environ 200 sur le type d'appareil en cause dans cet incident. Il avait effectué un vérification de compétence pilote avec un inspecteur de Transports Canada en septembre 2000; il satisfaisait aux exigences de récence et de maintien de la compétence. Il avait joint les rangs de Keystone Air Service Ltd vers la fin d'août 2000. Au cours de la semaine et du mois qui ont précédé l'incident, il avait totalisé quelque 19 et 47 heures de vol, respectivement. La veille de l'incident, il avait bénéficié d'un jour de repos. Au moment de l'incident, il était en service depuis environ 10,5 heures et il avait volé environ 4,6 heures. Le vol s'est déroulé dans le cadre de la Sous-partie 703 du Règlement de l'aviation canadien (RAC) intitulée Exploitation d'un taxi aérien. L'aéronef était certifié pour le vol en conditions de givrage léger à modéré.

Les enregistrements radar ont servi à déterminer le véritable profil d'approche et évaluer la vitesse sol de l'appareil pendant l'approche. La vitesse sol affichée au radar provient du calcul des variations de position géographique en fonction du temps. La vitesse du vent peut ensuite être appliquée à la vitesse sol pour produire une estimation de la vitesse vraie de l'appareil. On peut ensuite estimer la vitesse indiquée en appliquant à la vitesse vraie une correction pour l'altitude-pression et la température. Étant donné les conditions ambiantes qui prévalaient à Winnipeg au moment de l'incident, on peut considérer que les vitesses vraie et indiquée étaient équivalentes. Dans le présent rapport, les vitesses indiquées de l'aéronef ont été évaluées de cette façon.

L'appareil volait sous guidage radar à 2500 pieds au-dessus du niveau de la mer (agl), dans des conditions météorologiques de vol aux instruments, lorsqu'il a été autorisé à effectuer une approche directe vers la piste 36 de Winnipeg au moyen du système d'atterrissage aux instruments (ILS). Lorsqu'il a reçu cette autorisation, l'appareil se trouvait à deux milles du radiophare d'alignement de piste, à une position qui lui permettait d'intercepter cet alignement à 11 milles de la piste. Pendant l'interception, l'appareil est descendu à 2200 pieds asl. Ensuite, il est descendu progressivement jusqu'à ce qu'il atteigne 1900 pieds asl, 1,5 mille avant le radiophare Whiskey. L'altitude minimale de passage au repère d'approche finale (radiophare Whiskey) est de 2000 pieds asl et l'altitude de passage en suivant l'alignement descente est de 2 110 pieds asl. Jusqu'à ce qu'il atteigne le radiophare Whiskey, le pilote a conservé une vitesse indiquée (KIAS) de 105 à 110 KIAS. Les enregistrements radar montrent que la vitesse indiquée de l'appareil a diminué jusqu'à environ 80 à 90 KIAS avant le passage au repère. L'appareil est ensuite descendu jusqu'à 1700 pieds asl et sa vitesse a ensuite diminué encore jusqu'à 70 à 80 KIAS. Le train d'atterrissage de l'appareil était sorti et les volets étaient en position d'approche.

Près du radiophare Whiskey, le voyant d'alarme du débit carburant du moteur droit s'est allumé. Le pilote a vérifié si les interrupteurs de la pompe d'appoint carburant était à ON et si les réservoirs de carburant principaux étaient sélectionnés. Le réservoir de carburant droit était rempli aux trois quarts. Quelque 20 secondes après le survol du radiophare, l'appareil a soudainement effectué un lacet à droite quand le moteur droit est tombé en panne. Le pilote a revérifié la position des interrupteurs de la pompe d'appoint carburant ainsi que du sélecteur de réservoirs et il a tenté de redémarrer le moteur. Même si le pilote a agi rapidement, la

réaction de base « maîtrise, puissance, traînée » a été retardée alors que l'appareil se trouvait à une vitesse et à une altitude critiques.

Le pilote a ensuite effectué une procédure de panne moteur—augmentation de la puissance du moteur gauche, rentrée du train d'atterrissage et mise en drapeau de l'hélice du moteur droit—mais il a laissé les volets en position d'approche. Même s'il semble que la rentrée des volets était essentielle à l'atteinte de la piste, elle ne pouvait se faire en toute sécurité sans augmenter de la vitesse. Pendant ce temps, l'avertissement de décrochage a retenti à plusieurs reprises et, lors de l'augmentation de la puissance du moteur gauche, le pilote a été incapable de maîtriser l'appareil. L'avion est sorti de la base des nuages à un taux de descente de 800 pieds par minute et à une vitesse d'environ 80 KIAS. Quand le pilote a augmenté la puissance du moteur gauche, il y a eu un mouvement de lacet et de roulis vers la droite que le pilote n'a réussi à maîtriser qu'en réduisant la puissance du moteur gauche. Lorsque l'appareil est entré dans des arbres, le pilote avait sorti le train d'atterrissage et ramené la manette des gaz du moteur gauche à la position de ralenti.

L'appareil s'est immobilisé à l'endroit, train sorti et volets partiellement sortis. Le réservoir souple intérieur de droite était perforé, mais une quantité considérable de carburant se trouvait encore dans le réservoir nourrice de droite. Sur les lieux de l'incident, un gros morceau de glace (qui, transformé en eau, remplissait une tasse environ) a été retiré de ce réservoir nourrice. Le réservoir souple de gauche était rempli aux trois quarts environ, et du carburant s'était écoulé de ce réservoir, après l'accident, par un purgeur endommagé sous l'effet des forces d'impact. Les réservoirs de carburant extérieurs gauche et droit comportaient une faible quantité de carburant. Les sélecteurs de réservoirs du poste de pilotage se trouvaient tous deux en position "*Inboard*" (Intérieur). Les quatre bouchons d'avitaillement étaient bien vissés.

Chaque réservoir carburant intérieur se divise en deux compartiments (voir l'annexe A). Le plus petit compartiment, qui sert de réservoir nourrice, a une capacité d'environ quatre gallons; il est muni d'un robinet de purge et alimente le moteur en carburant. Le plus grand compartiment alimente le plus petit et la conduite reliant les deux est munie d'un clapet à battant unidirectionnel. Le plus grand compartiment ne comporte aucun robinet de purge. Lorsqu'une panne d'alimentation est imminente, un voyant d'alarme de bas niveau carburant, monté dans chaque compartiment nourrice, fait allumer le voyant indicateur de débit de carburant approprié situé dans le poste de pilotage. L'analyse des voyants indicateurs du poste de pilotage a révélé que le voyant indicateur de débit de carburant droit était allumé lorsque l'appareil s'est écrasé. Une inspection de l'intérieur du plus grand compartiment du réservoir droit a permis de déceler un cerne de corrosion qui s'élevait jusqu'au niveau du clapet à battant (voir annexe B). L'analyse d'échantillons provenant des réservoirs carburant intérieurs a permis d'établir que le carburant était de qualité normale.

Les enquêteurs ont effectué dans l'édifice régional du Bureau de la sécurité des transports des essais simulant l'accumulation et la congélation d'eau dans la région du clapet à battant. L'essai s'est déroulé sous des températures inférieures à zéro degré. L'eau pouvait s'accumuler à l'extérieur de la nourrice ainsi qu'au voisinage du clapet et pouvait se déverser dans la nourrice. Lors des essais, l'eau en gelant a immobilisé le clapet à battant en position fermée (Voir la figure 2 de l'annexe B).

Les deux moteurs de l'appareil ont été récupérés sur les lieux de l'accident. Le moteur droit, qui a subi avec succès les essais effectués à un centre régional de révision moteur, ne montrait aucun signe d'anomalie ayant pu exister avant l'impact. Il a été établi que le turbocompresseur du moteur gauche ne tournait pas, mais aucune autre anomalie n' a été décelée. Les essais du moteur gauche ont été effectués sans que le turbocompresseur du moteur ne fonctionne et, conformément aux performances attendues dans ce cas de figure, le moteur développait environ 75 pour cent de sa puissance. À l'atelier du constructeur, pendant le démontage du turbocompresseur, lors de la dépose du logement de la turbine, l'arbre de la turbine et la turbine se sont

suffisamment décoincés pour tourner, même si la rotation se faisait avec difficulté. Le logement de la turbine du turbocompresseur présentait des marques en spirale dues à la circulation des gaz d'échappement dans la turbine immobile. Pendant le démontage, une petite pastille de plomb a été retrouvée, mais le constructeur ne croit pas que cette dernière ait empêché la turbine de tourner.

Le turbocompresseur a ensuite été inspecté au Laboratoire technique du BST. L'inspection des marques en spirale a révélé que ces dernières étaient très légères et qu'elles étaient probablement apparues pendant les essais du moteur après l'accident. Malgré sa décoloration, l'arbre du turbocompresseur ne présentait aucune marque de grippage et tout porte à croire qu'il fonctionnait avant l'impact. Sa microstructure semblait normale. Pendant le vol, le pilote n'avait remarqué aucune différence de puissance, comme on s'attend à ce qu'il en survienne si un moteur tourne sans son turbocompresseur. Il se peut qu'une particule de contamination, comme la petite pastille retrouvée, ait été délogée sous les forces d'impact et ait bloqué le turbocompresseur. Aucun autre élément ayant pu bloquer le turbocompresseur n'a été décelé.

Une modification approuvée par la Federal Aviation Administration (FAA) avait été apportée aux ailes de l'appareil pour contrôler l'écoulement d'air de la couche limite de façon à améliorer les performances au décrochage et à vitesse minimale de contrôle. Grâce à cette modification, la masse maximale brute autorisée de l'appareil est de 7368 livres, et sa masse maximale à l'atterrissage est de 7000 livres. Au moment de l'accident, la masse de l'appareil était de quelque 6816 livres, valeur calculée au moyen de la masse réelle de l'appareil ainsi que de la masse des passagers et de leurs bagages. Grâce à cette modification, la vitesse minimale de contrôle sur un seul moteur (V_{MCA}) est de 70 KIAS et le taux optimal de montée sur un seul moteur est de 107 KIAS. Lorsque les volets sont en position d'approche et que la masse est de 7000 livres, la vitesse de décrochage sans moteur est de 69 KIAS et, lorsque les volets sont rentrés, elle est de 72 KIAS. La position du train d'atterrissage n'a aucun effet sur les vitesses de décrochage.

Le manuel des procédures d'utilisation normalisées de la compagnie stipule qu'il est obligatoire de respecter l'ordre et la terminologie figurant dans la procédure en situation d'urgence, telle qu'elle apparaît sur la liste de vérifications des procédures d'urgence de la compagnie. En cas de panne moteur, les mesures immédiates figurant sur la liste de vérifications consistent à maintenir le cap et la vitesse adéquate, à mettre la puissance maximale, à réduire la traînée aérodynamique en rentrant le train d'atterrissage et les volets, à actionner les pompes d'appoint ainsi qu'à identifier le moteur inopérant et à mettre en drapeau l'hélice de ce moteur. Le manuel d'utilisation de l'avion mentionne qu'il faut avoir une vitesse d'au-moins 76 KIAS avant d'appliquer la puissance maximale et maintenir une vitesse de 106 KIAS une fois cette puissance obtenue.

Analyse

Le fait que le voyant d'alarme de débit de carburant droit ait été allumé et que le moteur droit ait été en bon état après l'accident laisse croire que le moteur droit s'est arrêté à cause d'une panne d'alimentation. Des traces de rouille dans le compartiment du réservoir de carburant droit indiquent la présence d'eau jusqu'au niveau du clapet à battant. Ce compartiment ne comportant pas de robinet de purge, l'eau peut donc s'accumuler jusqu'au niveau du clapet à battant. Après l'accident, on a retrouvé de la glace dans la nourrice. Il est probable que l'eau a gelé autour du robinet à battant unidirectionnel se trouvant dans le réservoir intérieur droit et qu'elle a ainsi empêché le carburant de pénétrer dans le compartiment nourrice. Lorsque les réservoirs intérieurs ont été sélectionnés, la quantité de carburant dans le compartiment nourrice a diminué rapidement, le détecteur de bas niveau carburant a déclenché l'illumination du voyant d'alarme de débit de carburant droit. Le moteur droit s'est subséquemment arrêté à cause d'une panne d'alimentation. Après l'accident, lorsque le clapet à battant s'est remis à bouger librement à cause de la fusion de la glace ou des forces d'impact, la nourrice droite s'est remplie de carburant.

Avant l'arrêt du moteur, le pilote n'a pas maintenu l'appareil sur l'alignement de descente, et il avait laissé la vitesse diminuer bien au-dessous de la vitesse de 105 KIAS requise, probablement en raison de ses efforts pour corriger les effets des forts vents soufflant en rafales. Cependant, compte tenu de son entraînement à suivre les procédures appropriées, il est permis de croire en examinant ses performances lors de l'approche que la pilote était débordé.

Un arrêt moteur à faible altitude et à faible vitesse nécessite l'application immédiate de la procédure de la liste de vérifications afin d'assurer des performances optimales de l'aéronef. Dans cet accident, le pilote a pris le temps de vérifier la position des sélecteurs de réservoirs et a tenté de redémarrer le moteur. Il semble que la réaction initiale inappropriée à la situation d'urgence ait été le résultat de la saturation des tâches qui occupaient le pilote pendant l'approche. De plus, ce dernier n'avait pas stabilisé l'appareil sur l'alignement de descente ILS à une vitesse d'approche de 105 KIAS. L'effet de la faible vitesse d'approche et du retard dans l'exécution de la procédure en cas de panne de moteur a été accentué par la traînée aérodynamique produite par les volets partiellement sortis qui n'ont pas été rentrés, contrairement à la liste de vérifications. L'ensemble de ces facteurs a empêché la vitesse d'augmenter, même si l'altitude de l'appareil diminuait à raison de 800 pieds par minute.

Les vitesses d'approche ne sont que des estimations. Si l'on considère les difficultés qu'a éprouvées le pilote à maîtriser l'appareil lors de l'augmentation de la puissance du moteur gauche et les vitesses estimées après l'arrêt du moteur qui ressemblent à la V_{MCA} prévue, on peut déduire que l'appareil volait aux alentours et, peut-être même, au-dessous de la vitesse à laquelle le pilote aurait pu le maîtriser en utilisant la puissance maximale du moteur valide. L'altitude était trop faible pour que l'appareil descende et atteigne une vitesse plus grande. Comme l'indique la façon dont il a piloté l'appareil après l'arrêt du moteur, le pilote se trouvait en état de saturation des tâches, ce qui a eu un effet sur sa capacité de réagir à la situation d'urgence critique. La décision qu'a prise le pilote de réduire la puissance dans les derniers moments du vol lui a permis de conserver la maîtrise de l'appareil et de maintenir celui-ci à l'endroit avant l'impact avec les arbres. Il semble que cette décision ait contribué à réduire la gravité des blessures.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le réservoir de carburant intérieur droit contenait une importante quantité d'eau qui a gelé et a probablement empêché l'alimentation du moteur droit, ce qui en a provoqué l'arrêt.

2. Après l'arrêt du moteur droit, le pilote n'a pas maintenu l'appareil à une vitesse et à une altitude assurant la sécurité du vol.

3. Le pilote n'a pas effectué une approche stabilisée et a laissé la vitesse de l'appareil diminuer au-dessous de la vitesse nécessaire.

4. Pendant l'approche, le pilote était en état de saturation des tâches.

Faits établis quant aux risques

1. Une partie importante du réservoir carburant intérieur ne pouvant être vidée au moyen d'un robinet de purge, de l'eau peut s'accumuler dans le réservoir.

Autre fait établi

Il semble que la décision qu'a prise le pilote de réduire la puissance dans les derniers moments du vol ait contribué à réduire la gravité des blessures.

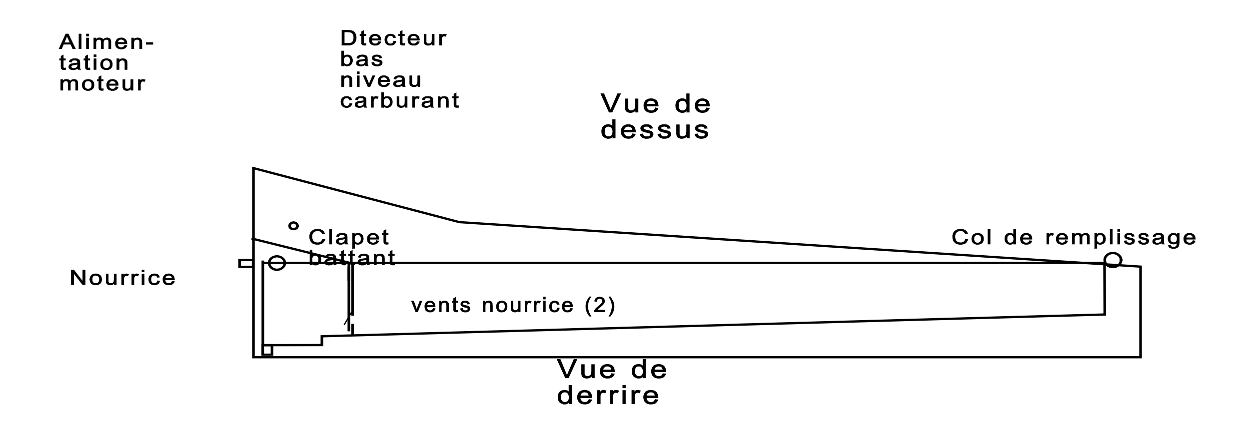
Mesures de sécurité prises

Le1er juin 2001, le BST a envoyé deux Avis de sécurité aérienne à Transports Canada (TC). L'Avis de sécurité aérienne A010021 suggérait que TC revoie le bien-fondé de la certification de conception existante concernant les robinets de purge des réservoirs de carburant intérieurs des PA-31. Ces robinets ne permettent pas la purge de l'eau se trouvant sous le niveau du clapet à battant dans le compartiment le plus volumineux du réservoir. L'Avis de sécurité aérienne A010022 suggérait que TC revoie le bien-fondé de l'information que comporte le manuel d'utilisation du pilote du PA-31 concernant le voyant d'alarme de débit de carburant, ainsi que la réaction attendue du pilote lorsque ce voyant s'allume.

TC a transmis le contenu de ces avis à la Federal Aviation Administration des États-Unis, organisme de certification du PA-31-350 Chieftain. TC prendra les mesures qui s'imposent à la réception des commentaires de la FAA.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 23 octobre 2001.

Annexe A—Schéma du réservoir souple de carburant



Réservoir souple intérieur droit

Annexe B—Photographies du réservoir souple de carburant



